

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.

EUROPEAN PATENT OFFICE

Patent Abstracts of Japan

PUBLICATION NUMBER : 58020903
PUBLICATION DATE : 07-02-83

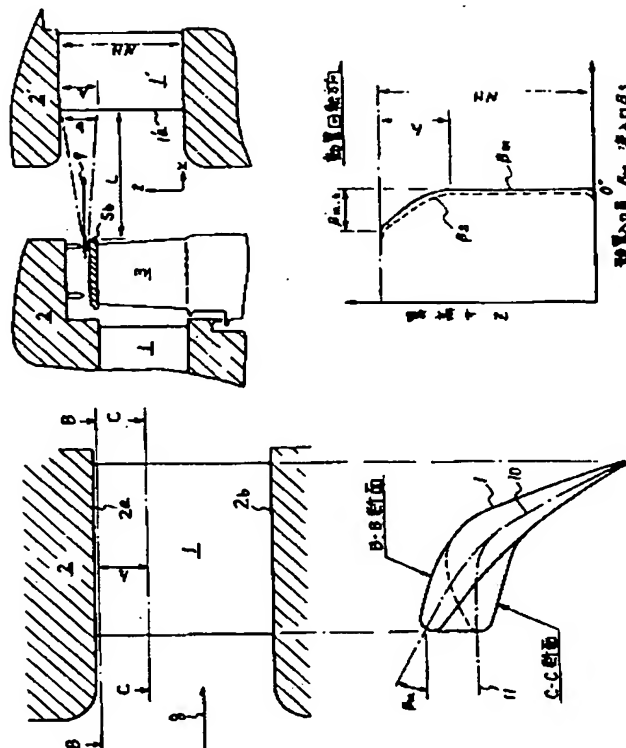
APPLICATION DATE : 29-07-81
APPLICATION NUMBER : 56117707

APPLICANT : HITACHI LTD;

INVENTOR : SASADA TETSUO;

INT.CL. : F01D 9/02

TITLE : STATIONARY BLADE OF TURBINE



ABSTRACT : PURPOSE: To reduce a loss at the tip of a stationary blade and to improve stage effect, by making the tip of the external circumferential side of a stationary blade into a structure through which its blade inlet angle is increased in the opposite direction of a rotation of a moving blade and its attack angle is reduced, in a multi-stage axial flow turbine.

CONSTITUTION: A stationary blade 1 is made into a structure through which a blade inlet angle β_m from a blade root of an inner circle 2b side to a C-C cross section part which is kept at a distance of h from an external circle 2a is made to about coincide with that of a center axis 11 of a turbine and the inlet blade angle β_m from the C-C cross section part up to a B-B cross section part of the tip of the external circumferential side which touches the external circle 2a is increased in the opposite direction of a rotation of a moving blade. A blade inlet angle β_m , t at the B-B cross section of the external circumference is set to more than 20° . In addition to the above, when a distance from a trailing edge 5b of the preceding moving blade up to a leading edge 1a of the stationary blade is L, a gradual increase range h of the blade inlet angle is set so as to give $h < 0.5L$. In this manner, a loss at the tip of the stationary blade is reduced and stage effect can be improved.

COPYRIGHT: (C)1983,JPO&Japio

⑨ 日本国特許庁 (JP)

⑩ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報 (A)

昭58—20903

⑪ Int. Cl.³
F 01 D 9/02

識別記号
1 0 1

庁内整理番号
7910—3G

⑬ 公開 昭和58年(1983)2月7日

発明の数 1
審査請求 未請求

(全 6 頁)

⑭ タービン静翼

① 特 願 昭56—117707

② 出 願 昭56(1981)7月29日

③ 発 明 者 笹田哲男

日立市幸町3丁目1番1号株式

会社日立製作所日立工場内

④ 出 願 人 株式会社日立製作所

東京都千代田区丸の内1丁目5
番1号

⑤ 代 理 人 弁理士 高橋明夫

明 細 書

発明の名称 タービン静翼

特許請求の範囲

1. 複数枚の静翼よりなる静止円環翼列と動翼よりなる回転円環翼列とで1つの段落を構成した多段の軸流タービンにおいて、上記静翼の翼前縁における矢高線とタービン軸中心とでなす翼入口角が、静翼外周側の先端にむかう程動翼回転方向と逆方向に漸増する構造としてなることを特徴とするタービン静翼。
2. 静翼外周側の先端における翼入口角を、20度以上としたことを特徴とする特許請求の範囲第1項記載のタービン静翼。
3. 翼入口角の漸増範囲は、翼外周側先端からの距離をh、前段の動翼の後縁から静翼前縁までの距離をLとした時、 $h < 0.5 L$ としたことを特徴とする特許請求の範囲第1項記載のタービン静翼。

発明の詳細な説明

本発明は、軸流機械の静翼構造に係り、特に蒸気、ガスタービン等の段落性能を向上させるに好

適な静翼構造に関するものである。

従来の多段軸流タービンの段落構造につき、第1図を用いて説明する。軸流タービンは、主流8の持つ熱エネルギーを、静翼1と動翼3から構成される出力段落によつて、仕事に変換する。静翼1は、ダイヤフラム2の内輪、外輪間に円環状に複数枚配設されて円環翼列を構成している。ダイヤフラム2は車室6に固定され、静翼1を静止翼列としている。静翼1によつて、その熱エネルギーを、運動エネルギーに変換された主流8は、静翼1の下流側に配設された動翼3によつて、その運動エネルギーを回転駆動力として取り出される。動翼3は、ロータディスク4に、円環状に複数枚配設されて、回転翼列を構成しており、その先端は、シュラウドリング5によつて連結されている。このように、静翼1とダイヤフラム2より構成される静止部と、動翼3、シュラウドリング5およびロータディスク4より構成される回転部とから1つの出力段落が構成されている。多段タービンでは、上記の出力段落が複数段、直列に配設されて全体を形成し

ている。

さて、このような造の多段タービンにおいて、特有に発生する流体損失を以下説明する。第1図に示すように、主流8の1部は漏洩流となり、動翼3を通過せずに、ダイヤフラム2に固定されたシールフィン7と、シュラウドリング5の間の間隙を通過して下流へ流れ去る。この漏洩流を先端漏洩流9と称する。この先端漏洩流9の状態を、第2図を用いて説明する。静翼1間の流路を通過して流れる主流8は、動翼3間の流路を通過して転向する。最終的に、主流8は動翼3の下流では、タービン軸中心を向いて流れる。一方、先端漏洩流9は、動翼での転向を行わず、静翼1を流出した時の流れ方向で、動翼3の下流へ流れ去る。このため、動翼3の下流では、軸方向に対して、 θ なる偏向角14を有して流れる。なお、図中羽根矢印は動翼3の回転方向を示す。

以上のような理由により、動翼下流における流れの状態は第3図(a)(b)に示すようなものとなる。

動翼3の下流、すなわち、第1図において静翼

間の損失を迎え角 i の関係は、第4図(b)に示すようである。すなわち、損失は、迎え角 $i = 0$ にて、最小となり、迎え角 i の増大に伴って損失13も増大する。ただし、翼入口角 β の小さい静翼では、迎え角 i の変化に対して、損失13の増大しない範囲が迎え角 $i = 0$ の点を中心に存在する。これを許容迎え角 i_{\pm} と称する。この許容迎え角 i_{\pm} の範囲は通常 ± 20 度 ~ 30 度である。

ところで、従来の静翼1の翼入口角 β は、第5図(b)に示すように、軸方向を向いて、すなわち $\beta = 0$ 、しかも、翼高さ方向に一定に設定される。しかし、前述したように、前置段落から流出した流れ、すなわち、静翼1に流入して来る流れは、流れ角 β のように、翼先端部で、動翼の回転と逆方向に流れ角 β が増加するような、ねじれた流れとなつている。このため、静翼先端部では、迎え角 i が増大する。そして、この迎え角 i の値は通常 50 度 ~ 60 度といった値になる。このため、静翼先端部での迎え角損失13cが発生するようになる。静翼1内で発生する損失13は、

1と動翼3からなる前置段落と、静翼1'と動翼3'からなる後続段落の間における流れの状態は、タービン軸中心方向11に向つて流れる主流8と、動翼回転方向に向つて偏向して流れる先端漏洩流9が混合して、動翼先端に向つてねじれた流れとなつている。

このような、動翼下流において、先端漏洩流9の存在によつて発生するねじれた流れは、後続段落の静翼1'の迎え角損失を増大させて、軸流多段タービンの効率を低下させる原因の1つとなつている。以下、第4図、第5図を用いて、この損失の発生機構を説明する。

さて、静翼、動翼等の翼列において発生する損失の中の1つとして、迎え角損失がある。第4図は、この迎え角損失の説明図である。一般に、翼は、その翼^{の外形}に内接する円Dの中心を結んで得られる矢高 10 が、翼入口において、タービン軸中心11となす角 β を翼入口角と称する。また、この翼入口角 β と、主流8の流れ角 β との偏差角 i を迎え角と称する。翼内で発生する摩

擦損失13a、迎え角損失13cの他に側壁損失13bが存在するが、静翼1の先端部(外周側)における迎え角損失13cの増大は、側壁境界層を発達させて、側壁損失13bも増加させる。結局このような理由により、多段タービン静翼外周側先端部では、大きな損失が発生し、軸流タービンの効率を著しく低下させている。

本発明の目的は、上記の静翼先端部に発生する迎え角を減少させ、静翼内で発生する損失をおさえて、多段軸流タービンの効率を向上することにある。

本発明は、多段軸流タービンの静翼外周側先端部に発生する損失が、前置段落の先端漏洩流の存在によつて生ずる、迎え角の増大に起因することを、実験により確認し、この迎え角損失の増大を解消する手段として、静翼外周側先端部の翼入口角を、動翼回転と逆方向に増加させて、迎え角を減少させる構造としたものである。

本発明の一実施例を、第6図に示す。

ダイヤフラム2の内外輪2a、2bによつて固

定された静翼1は、内輪2b側の根元部から外輪2aより距離h離れたC-C断面部までの翼入口角 β を、タービン中心軸11とはほぼ一致させ、C-C断面から外輪2aに接する外周側先端B-B断面までの翼入口角 β を、動翼回転方向とは逆方向に増加させる構造となつている。また、第7図に示すように外周側先端B-B断面における翼入口角 β は、(第7図参照)の値は、20度以上に設定される。これは、従来例で説明したように、前段の先端渦流9が、実例によれば、50度^{流入角で}70度の流入してくることが確認されていること、一方、静翼の迎え角損失が発生しない許容迎え角が±20度〜30度あることから、外周端における、翼入口角 β は、20度以上に設定すれば、先端部における迎え角損失の発生を抑えることが可能なためである。

さらに、静翼入口角の漸増範囲hは、

$$h < 0.5 L$$

に設定される。(第7図参照(a)参照)

ここで、Lは、前段の動翼出口5bから、後続

落とすことによつて、^V入口角 β を増加させている。このような構造によれば、翼形状加工が容易に出来、かつ材料費の低減も可能であるという利点がある。

本発明によれば、静翼内に発生する損失を0.5%〜1%減少させることが可能であり、同様に、軸流タービンの効率を0.5%〜1%向上可能である。

図面の簡単な説明

第1図は軸流タービンの段落構造の要部断面図、第2図はタービン内部での流体の流れの挙動を示す第1図のA-A断面図、第3図(a)は第1図動翼3の下流側から見た一部破断斜視図、第3図(b)は第3図(a)の段落間の流れ状態を示す説明図、第4図(a)は翼断面形状および流入角、翼入口角並びに迎え角の説明図、第4図(b)は迎え角と流体損失の関係を示す説明図、第5図(a)は静翼部の損失説明図、第5図(b)は従来タービンにおける翼入口角と流入角の状態を示す説明図、第6図(a)は本発明の一実施例を示す静翼部の側面図、第6図(b)は第6

段の静翼入口1'aまでの距離である。先端渦流9は、段落間で、主流8と混合して拡散し、その影響範囲bは段落間距離Lに比例して広がる。そこで、影響範囲bの値が、上式で表わされることを実験により確認し、この影響範囲bと流れ角の漸増範囲hを合致させて、流れ角 β と入口角 β の適合を行なうものである。なお、上式は、先端渦流9を2次元噴流として考えた場合に、通常の流体力学の工学書に記載されている理論式とほぼ近い値を取る。

以上のような構造の静翼とすることにより、第7図(b)に示すように、翼入口角 β と、流れ角 β を一致させることが出来、静翼先端部における迎え角損失の発生を抑えることが可能であり、従来構造の軸流タービンにおける静翼先端部の損失を減少させ、その段落効率を向上させることができる。

第8図は、本発明の他の実施例である。この場合入口角の漸増範囲、すなわち、断面B-B〜断面C-Cの間は、翼前縁部1aの腹側1cを削り

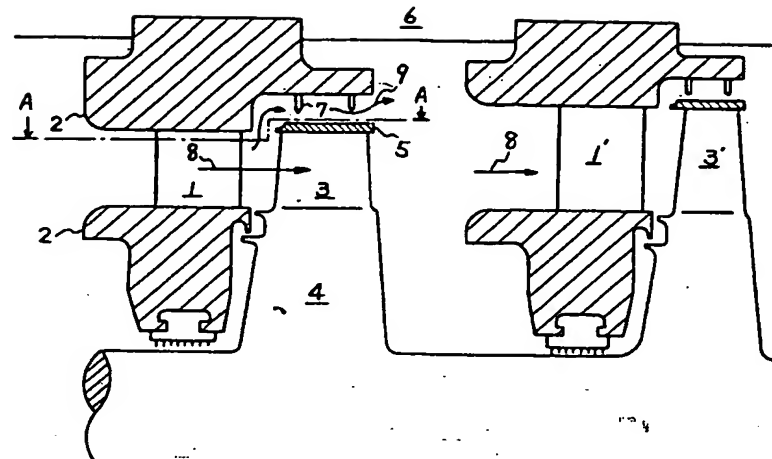
図(a)のB-B断面、C-C断面における翼形状を示す説明図、第7図(a)は本発明段落間の状態説明図、第7図(b)は本発明実施例の翼入口角と流入角の関係を示す説明図、第8図(a)は本発明の他の実施例を示す静翼部の側面図、第8図(b)は第8図(a)のB-B断面、C-C断面における翼形状を示す説明図である。

1、1'…静翼、3、3'…動翼、10…矢高線、11…タービン軸中心、 β …翼入口角。

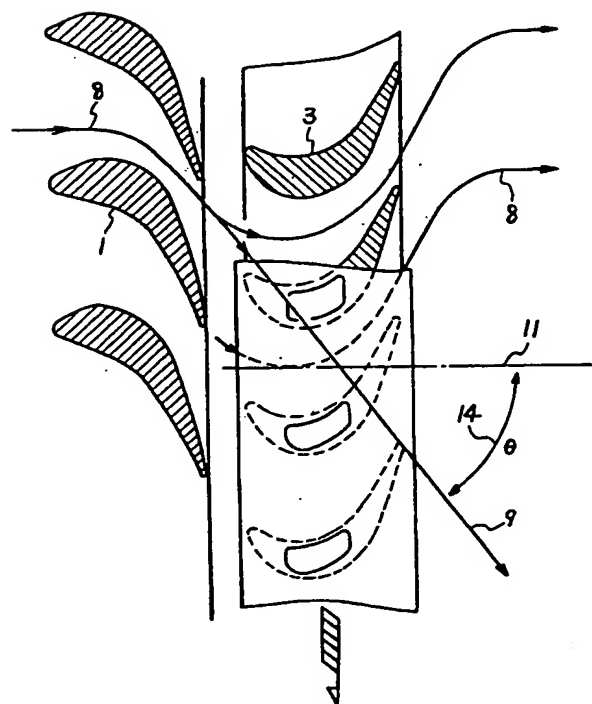
代理人 弁理士 高橋明夫



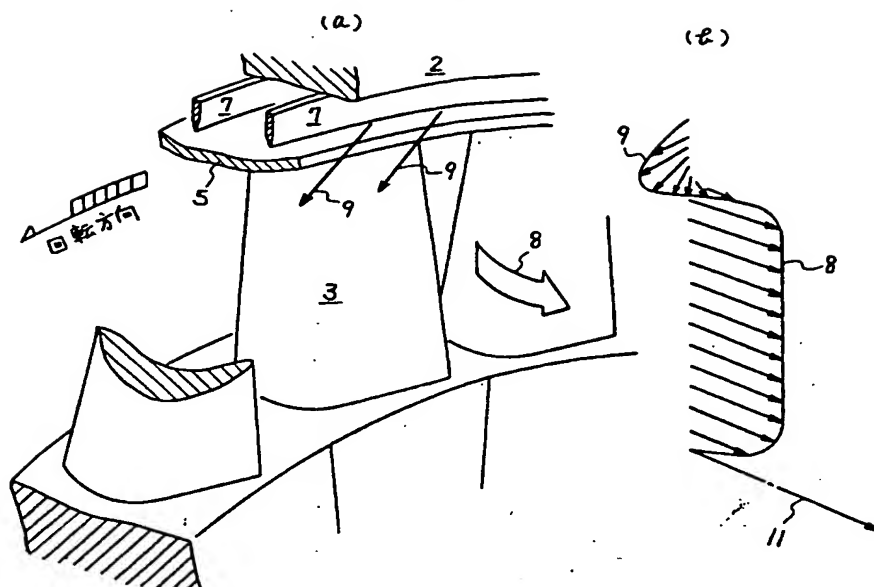
第 1 図



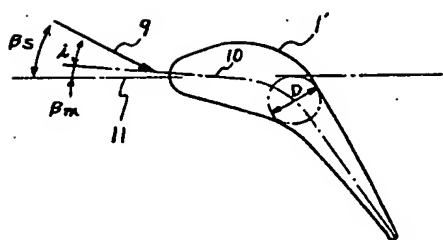
第 2 図



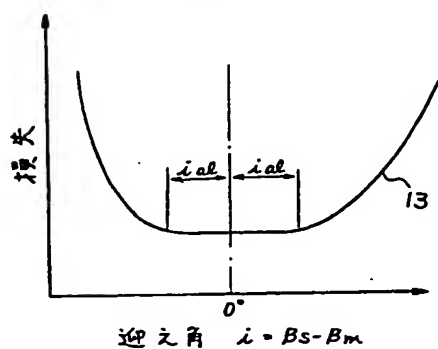
第 3 圖



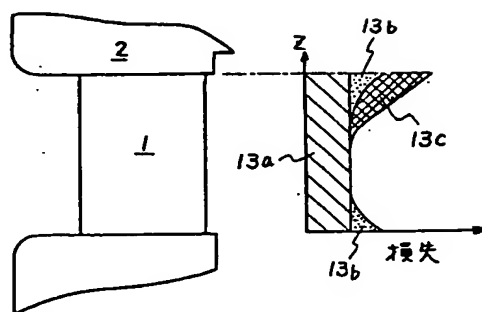
第 4 圖
(a)



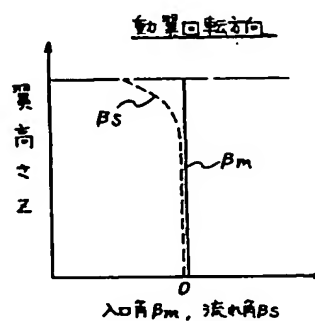
(b)



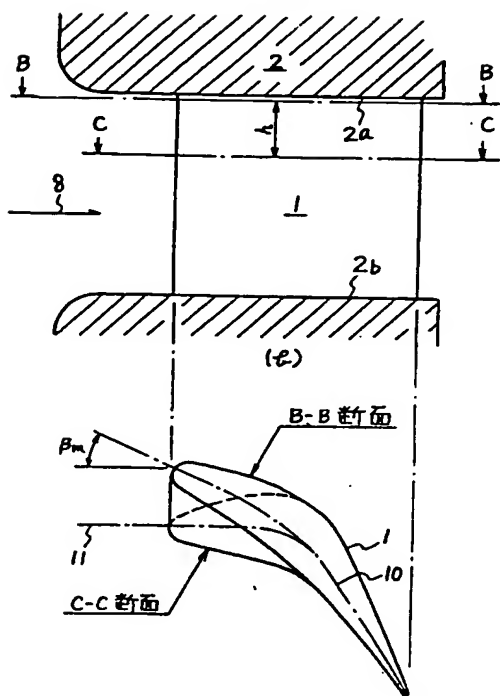
第 5 圖
(a)



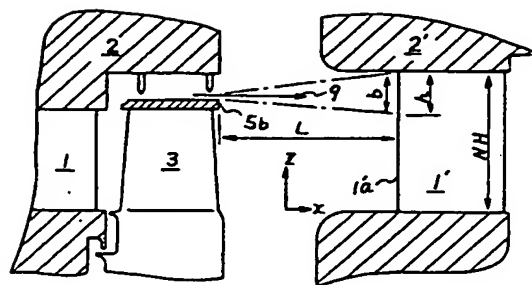
(b)



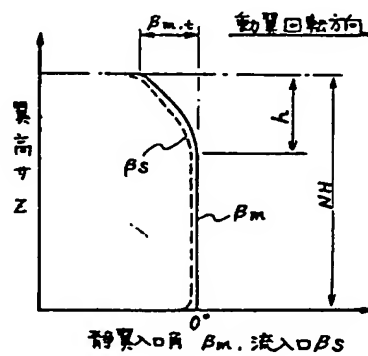
第 6 図
(a)



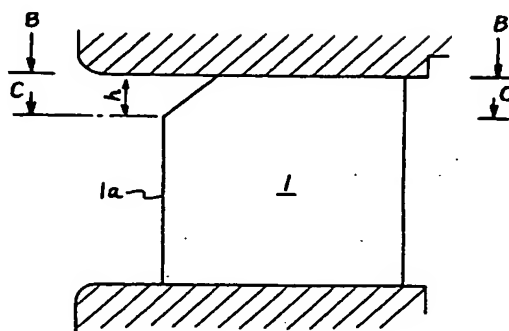
第 7 図
(a)



(c)



第 8 図
(a)



(c)

